

제어기축차기법을 이용한 항공기 날개의 플러터제어

고영무* (서울대학교, 제어계측신기술연구소)

황재혁** (한국항공대학교, 항공기계공학과)

김종선*** (한국항공대학교, 기계설계학과)

Active Flutter Control of Wing Using Controller Order Reduction

Y.M. Ko*, J.H. Hwang**, J.S. Kim***

1. 서론

현대의 항공기는 공기역학적 측면, 구조적 측면에서 보다 향상된 안정성과 성능효과를 얻고, 에너지계 측면에서 더 많은 절감효과를 얻기 위해 각종 능동제어기법을 사용하고 있으며, 미래의 항공기 개발에 있어서는 그 필요성이 더욱 강조되고 있다.^[1-2] 플러터 능동제어(Active Flutter Control, AFC)도 이와 같은 추세에 따른 대표적인 사례라 할 수 있으며, 최근들어 항공기의 성능 향상과 경량화 추세에 따른 신소재 사용에 있어서의 구조적 안정성 확보라는 차원에서 그 필요성이 더욱 높아지고 있다.^[3-9] 본 논문에서는 플러터 능동제어에 제어기축차기법^[10-11](Controller Order Reduction)을 적용하여 그 효과를 고찰하였다.

실제 시스템의 차수가 매우 높은 경우 능동제어기법을 실제로 적용하기에는 어려움이 있어왔다. 항공기 날개의 정확한 플러터 해석과 플러터 능동제어를 위해서는 시스템 뿐만 아니라 외적으로 작용하는 공기력을 정확하게 표현해야 하는데, 공기력용 상태방정식에서 정확하게 표현하려면 상태변수가 증가하여 전체 시스템의 차수는 매우 커지게 된다. 따라서 제어이론용 항공기의 제어용 컴퓨터에 적용하기에는 어려움이 많고 현실성이 결여될 수도 있다.^[13-10,15-17] 이와 같은 실제 제어기의 설계, 제작 및 적용시에 계산량으로 인한 문제점을 해결하기 위해 모델축차기법(Model Order Reduction)과 제어기축차기법등이 연구되기 시작하였다.

모델축차기법은 개루프 시스템이 안정해야만 적용할 수 있지만, 제어기 축차기법은 불안정한 상태에 있는 시스템에 패루프를 구성하여 안정하게 한 후에 모델축차기법을 적용하므로 불안정한 시스템에도 적용이 가능하다. 그러나, 제어기 축차기법을 항공기 날개의 플러터 능동제어에 적용하여 발표된 문헌은 거의 없다. 그러므로 본 논문에서는 불안정한 상태의 다변수 시스템의 능동제어에 유용한 LQG기법을 사용한 플러터 능동제어에, 제어기 축차기법의 적용하여 그 효과를 고찰하고자 한다. 특히, 본 논문에서는 제어기 축차기법으로 내부균형방식을 응용한 Balanced Augmented Controller Reduction(BACR)을 사용하였으며 전차 제어기의 상태변수를 약 80%정도 줄일 수 있다. 축차된 제어기를 사용한 능동시스템과 전차 제어기를 사용한 능동시스템의 제어효과의 차이는 무시할 수 있을 정도로 매우 작다. 따라서, BACR을 사용하여 얻은 축차된 제어기를 사용한 상당한 계산량 감소효과와 실시간 단축효과를 얻을 수 있음을 확인하였다.

2. 플러터 제어를 위한 운동방정식

본 논문에서는 3자유도를 갖는 2차원(Dimension) 강체날개에 대해 플러터 해석과 제어기법을 다루고자 한다. Fig. 1은 2차원 강체날개의 구조도이다. 모델링된 2차원 강체날개(이하,시스템이라 한다)는 수직운동과 회전운동 그리고 제어면 회전운

동의 3자유도를 갖는다. 날개의 회전축은 탄성축과 일치하고 제어면의 회전축은 힌지 연결축과 일치한다. 2차원 날개의 수직운동과 회전운동은 3차원 날개의 굽힘과 비틀림을 나타낸다. 수동시스템은 날개의 질량과 스프링 그리고 댐퍼로만 구성되고, 능동시스템은 힌지연결점에서 제어면을 구동시키는 능동제어력 발생기를 포함한다. 시스템은 비압축성, 비정상 공기력의 영향을 받으며, 스프링과 댐퍼는 선형구간에서만 작동한다고 가정한다.

시스템의 운동방정식은 에너지 방법인 라그랑즈 방정식을 이용하여 유도하면 다음과 같다.

$$M_{s1}\ddot{x}_s + D_{s1}\dot{x}_s + K_{s1}x_s = L_a + \bar{L}_1 \tag{1}$$

이제 제어기를 설계하기 위해 운동방정식을 선형 시불변 상태방정식의 형태로 표시해야 한다. 이에 따라, 주파수 영역의 비정상 공기력을 유리함수변환을 통해 시간영역으로 변환할 필요가 있다. 본 논문에서는 공기력 상태의 차원이 증가하여 계산시간은 증가하지만, 비교적 높은 정확도를 갖는 Roger 방법(Least Square 방법)을 사용한다. Roger 방법으로 유리함수 근사화 된 공기력 행렬을 대입하면, 운동방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$M_{s1}\ddot{x}_s + D_{s1}\dot{x}_s + K_{s1}x_s = a \left\{ L_2 \left(\frac{b^2}{U^2} \right) \ddot{x}_s + L_1 \left(\frac{b}{U} \right) \dot{x}_s + L_0 x_s + (L_3 x_{a(1)} + L_4 x_{a(2)} + \dots + L_N x_{a(N-2)}) \right\} + \bar{L}_1 \tag{2}$$

시간영역의 방정식 (2)을 상태방정식으로 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A}\bar{x} + \bar{L}_1 u$$

여기서, $\bar{x} = [x_s \quad \dot{x}_s \quad x_a]^T$ 는 상태벡터를 나타내고, 시스템행렬 \bar{A} 는 다음과 같다.

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} [0] & [1] & [0] & \dots & \dots & [0] \\ -M^{-1}K & -M^{-1}D & aM^{-1}L_2 & \dots & \dots & aM^{-1}L_N \\ [0] & [0] & -(U/b)\beta & [1] & [0] & \dots & [0] \\ [0] & [0] & [0] & -(U/b)\beta & [1] & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & [1] & \vdots & \vdots & \vdots \\ [0] & [0] & [0] & [0] & [0] & \vdots & [0] \\ [0] & [1] & [0] & [0] & [0] & \dots & -(U/b)\beta & -[1] \end{bmatrix} \tag{3}$$

M-DOF 시스템의 운동방정식에 Roger 방법을 사용하면 상

태방정식의 크기는 $M \times N$ 이 된다. 본 논문에서는 $N=6$ 으로 하여 수치적 해석을 수행한다. 시스템은 3-DOF를 갖으므로 전체시스템의 차수는 18이다.

3. 능동제어기 설계

본 절에서는 수동시스템의 해석결과를 바탕으로 플러터속도를 약 10% 향상시킬 수 있는 능동제어기를 설계하였다. LQG 제어기를 사용하여 능동시스템을 구성하고 플러터 억제효과와 돌풍하중 경감효과를 고찰한다. 외란으로 작용하는 돌풍에 대한 동역학은 백색잡음 입력을 갖는 1차 시스템으로 하고 다음과 같이 나타낸다.

$$\dot{w}_r = -\omega_r w_r + w \quad (4)$$

여기서, w_r , w , ω_r 는 각각 돌풍속도 (variance σ^2), 백색잡음입력 (intensity $2\sigma^2\omega_r$), 돌풍속도모델의 차단주파수를 의미한다.

모델링 된 돌풍에 의한 작용력을 구하여 전절에서 유도된 운동방정식에 추가하여 전체 운동방정식을 수정한다. 돌풍의 작용에 의한 공기력도 유리함수 근사화를 통해 시간영역으로 변환할 필요가 있다. 돌풍의 작용에 의한 공기력은 비교적 간단한 표현식을 갖으므로 'Pade 방법'을 사용하였다.

LQG 능동시스템의 설계는 두개의 설계파라미터인 제어개인행렬 G (최적제어 이론에 기반을 둔 LQ제어 문제에 포함되는 설계파라미터)와 필터개인행렬 H (최적추정 이론에 기반을 둔 칼만 필터 문제에 포함되어 있는 설계파라미터)를 선정하는 문제이다. G 와 H 를 구하기 위해서는 제어대수 Riccati 식을 풀어야 한 뿐아니라 실제로 제어기를 설계하기 위해서는 매우 어린 Riccati식의 해를 구하여야 한다. 이는 비록 off-line으로 이루어지지만 계산량은 매우 커지고, 더욱이 시스템의 차수가 매우 높으면 제어기를 실제 항공기용 컴퓨터에 적용(Implementation)하는 것이 불가능해진다. 칼만필터를 표현하는 LQG 능동시스템의 상태방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{z} \end{pmatrix} &= \begin{bmatrix} A & -BG \\ HC & A-BG-HC \end{bmatrix} \begin{pmatrix} x \\ z \end{pmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \\ -H & 0 & H \end{bmatrix} \begin{pmatrix} r \\ d_r \\ n \end{pmatrix} \\ y &= [C \ 0] \begin{pmatrix} x \\ z \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

LQG 능동시스템의 제어개인은 수동시스템의 플러터속도를 약 10% 향상시킨 설계속도를 기준으로 하여 선정한다.

식(5)와 같이 설계된 능동시스템의 플러터해석은 고유값 근계직을 그려서 수행할 수 있다. 속도에 대한 능동시스템의 시스템 행렬 A_{CL} 에 대한 고유값 근계직을 그려 플러터속도를 구하고, 플러터 발생모드를 확인할 수 있다. 이 결과와 수동시스템에서의 고유값 근계직을 비교하면 LQG 제어기의 제어효과를 파악할 수 있다. 고유값 근계직과 수치적 해석결과는 제 5절에서 자세히 검토하도록 한다. 능동시스템의 시간응답을 보기 위해, 수동시스템에서 플러터가 발생한 운동 모드에 초기조건을 주고, 능동시스템 설계속도에서 출력의 시간응답을 구한다. 이 결과도 제 5절에서 살펴보기로 한다.

4. 제어기 축차기법

Roger 방법으로 근사화 된 공기력을 사용하면 상대적으로 많은 상태변수가 필요한 반면, 비교적 정확한 플러터해석을 수행할 수 있다. 그러나, 플러터 능동제어와 같이 많은 상태변수를 포함하는 경우, LQG 제어이론을 사용한 고차의 제어기를 실제 적용할 때 많은 계산량으로 인해 현실적으로 불가능한 경우가 많다. 따라서 이런 경우에 제어기 축차기법을 사용하면 실제 항공기에 적용 가능한 저차의 제어기를 설계할 수 있다.

본 논문에서는, 제어기 축차기법을 사용하여 플러터 제어를 위한 능동시스템을 설계하고, 축차된 제어기가 원래의 제어기에 비해 어떠한 성능을 갖는지 고찰하고자 한다. 본 연구에서 제어기 축차기법으로 Balanced Augmented Controller Reduction(BACR)을 사용한다. BACR은 Carroll과 Hughes가 제안한 방법으로, 안정한 페루프계에 내부균형방법(Internal Balancing Method)을 사용하여, 축차된 제어기를 얻는 방법이다. 일반적으로 내부균형방법은 시스템이 안정한 경우에만 사용가능하고, 불안정한 시스템에 대해서는 사용할 수 없다. 그러나 BACR은 불안정한 시스템에 능동제어기를 적용하여 페루프계를 안정하게 한 후 내부균형방법을 적용하므로, 특히 플러터 능동제어와 같이 플러터 속도이상에서 불안정한 상태에 있는 시스템에 매우 효과적인 방법이다. 이와 같이 페루프계의 차수를 줄여 능동시스템을 구성하면 원래 전 차수의 제어기를 사용하는 경우에 비해 플러터 능동제어 성능상의 차이와 시간응답 효과상에 오차가 발생한다. 이에 대한 오차는 각각의 플러터 속도와 시간응답으로 비교 검토한다.

내부균형방법은 시스템의 상태변수중에서 제어성과 관측성이 가장 적은 모드를 제거하여 주어진 시스템의 상태변수를 줄이는 방법이다. 여기에는 상태변수의 제어성과 관측성은 외란에 가진되는 그 상태변수의 성능 뿐만 아니라, 구조의 응답에 대한 공헌도를 나타내는 지침이 된다는 개념이 들어 있다. 상태변수의 제어성과 관측성의 정도를 측정하기 위해, 내부균형방법에서는 제어성 그레미안과 관측성 그레미안을 사용한다. 시스템이 제어가능(관측가능)하다면 행렬 $W_c^2(W_o^2)$ 는 특이하지 않다. 이들 그레미안들은 행렬 W_c^2 와 행렬 W_o^2 가 얼마나 특이함으로 부터 거리가 먼 가를 정량화함으로써, 상태의 제어성과 관측성을 특성지을 수 있다. 모든 시스템에는 이들 두 그레미안들이 서로 같고 대각 행렬을 이루는 상사시스템이 존재한다. 이러한 동등 시스템을 균형된 시스템이라 한다. 균형된 시스템은 원래의 시스템에서 좌표변환을 통해 구할 수 있다. 아울러, W_c 와 W_o 는 다음의 Lyapunov 방정식을 만족해야함이 Moore에 의해 증명되었다. 그러므로 내부균형방법으로 축차모형을 구하기 위해서는, 우선 제어성과 관측성을 동시에 고려할 수 있도록 균형된 시스템을 구성해야 한다. 다음 균형된 시스템의 그레미안의 특이값을 구하여 제거될 모드를 선정해서 축차모형을 구성한다.

본 연구에서 필요로 하는 축차된 제어기를 얻기 위해 다음과 같은 페루프시스템에 내부균형을 적용하고자 한다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_{CL} &= A_{CL} x_{CL} + I'_{CL} d_{CL} \\ y &= C_{CL} x_{CL} \\ u &= G_{CL} x_{CL} \end{aligned} \quad (6)$$

여기서, $x_{CL} = \begin{pmatrix} x \\ z \end{pmatrix}$, $d_{CL} = \begin{pmatrix} r \\ d_r \\ n \end{pmatrix}$ 이다. 또한,

$$A_{CL} = \begin{bmatrix} A & -BC \\ HC & A-BG-HC \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} \Gamma_{CL} &= \begin{bmatrix} 0 & \Gamma & 0 \\ -\Pi & 0 & H \end{bmatrix} \\ C_{CL} &= [C \ 0] \\ G_{CL} &= [0 \ -G], H_{CL} = \begin{bmatrix} 0 \\ H \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

먼저, 능동시스템의 가제어성 그레미안과 가관측성 그레미안을 이용하여, 상태공간식에 내부균형방법의 과정을 수행하면 균형된 시스템의 상태방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{z}_b &= E_b z_b + H_b y \\ u &= -G_b z_b \end{aligned} \quad (8)$$

여기서, $E = A - BG - HC$, $z = Tz_b$, $E_b = T^{-1}ET$,

$$\begin{aligned} H_b &= T^{-1}H, G_b = GT \\ W_{C,CL,b}^2 &= T^{-1}W_{C,CL}^2 T^T \\ W_{O,CL,b}^2 &= T^T W_{O,CL}^2 T \end{aligned} \quad (9)$$

이 식에서 $W_{C,CL,b}^2$ 와 $W_{O,CL,b}^2$ 는 다음과 같이 동일한 행렬이 된다.

$$W_{C,CL,b}^2 = W_{O,CL,b}^2 = \Sigma^2 = \text{diag}\{\sigma_1^2, \sigma_2^2, \dots, \sigma_{2l}^2\} \quad (10)$$

여기서, $\sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \dots \geq \sigma_{2l} \geq 0$ 는 균형된 그레미안 행렬의 고유값들이다.

임의의 차수 $r < 2l$ 로 축차된 제이기를 구하기 위하여, 균형된 제이기를 아래와 같이 분할한다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} E_{b,11} & E_{b,12} \\ E_{b,21} & E_{b,22} \end{bmatrix} &= E_b, \quad \begin{bmatrix} H_{b,1} \\ H_{b,2} \end{bmatrix} = H_b, \\ \begin{bmatrix} G_{b,1} \\ G_{b,2} \end{bmatrix} &= G_b \end{aligned} \quad (11)$$

그러면 축차된 제이기를 위한 상태공간식은 다음과 같이 간단하게 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{z}_r &= E_{b,11} z_r + H_{b,1} y \\ u &= -G_{b,1} z_r \end{aligned} \quad (12)$$

앞에서 구한 축차된 제이기를 사용한 능동시스템의 상태방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_{CL,r} &= A_{CL,r} x_{CL,r} + \Gamma_{CL,r} d_{CL,r} \\ y &= C_{CL,r} x_{CL,r} \\ u &= G_{CL,r} x_{CL,r} \end{aligned} \quad (13)$$

여기서, $x_{CL,r} = \begin{bmatrix} x \\ z_r \end{bmatrix}$, $d_{CL,r} = \begin{bmatrix} r \\ d_r \\ n_r \end{bmatrix}$

$$\begin{aligned} A_{CL,r} &= \begin{bmatrix} A & -BC \\ H_r C_r & E_r \end{bmatrix}, \\ \Gamma_{CL,r} &= \begin{bmatrix} 0 & \Gamma & 0 \\ -H_r & 0 & H_r \end{bmatrix} \\ C_{CL,r} &= [C_r \ 0], \\ G_{CL,r} &= [0 \ -G_r], \\ H_{CL,r} &= \begin{bmatrix} 0 \\ H_r \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (14)$$

본 연구에서는 제이기를 축차기법을 통해 제이기를 4개로(약 80% 감소) 줄일 수 있었다. 이제 축차된 제이기를 사용한 능동시스템의 성능을 파악하기 위해 다음과 같은 해석을 수행한다. 매 속도에 대한 능동시스템의 행렬 $A_{CL,r}$ 에 대한 고유값 근계적을 그린다. 고유값 근계적으로부터 능동시스템의 플러터속도를 구하고, 플러터 발생모드를 확인한다. 축차된 제이기를 사용한 능동시스템의 고유값 근계적과 각 출력의 시간응답선도 및 수치적 해석결과는 다음 절에서 자세히 다루고자 한다.

5. 시뮬레이션 결과 및 토의

본 연구에서 시스템 해석을 위해 사용하는 설계 파라미터는 Table 1과 같다. 이 값들은 Edward¹²⁻¹⁴와 Ohta와 Suzuki¹⁵⁻¹⁷에 의해 최악의 상태로 가정된 것을 사용한 값이다.

5.1 수동시스템과 능동시스템의 성능 비교

(1) 수동시스템의 수치적 해석

Table 1에서 주어진 모델의 제인을 이용하여 Fig. 2와 같이 수동시스템의 V-g 선도를 그렸고, 속도 300.00(ft/sec)에서 플러터가 발생함을 확인할 수 있었다. 이 수동시스템에 사용한 공기력은 유리함수 근사화를 시키지 않은 공력 모델이다.

고유값 근계적에서 플러터속도를 구해보면 301.79(ft/sec)이다. 고유값 근계적은 속도를 변화시키면서 5(ft/sec)간격의 각 속도에서 계산된 시스템행렬의 고유값을 그리서 얻는다. 이것은 V-g 선도로 부터 구한 플러터속도와 비교할 때, Roger 방법을 이용한 공기력의 유리함수 근사화가 매우 정확함을 알 수 있다. 그리고, 고유값 근계적으로 부터 수동시스템은 수직운동(h)모드에서 플러터가 발생함을 확인할 수 있다. Fig. 3은 속도 325(ft/sec)에서 구한 돌풍입력에 대한 시간응답선도이다. 그림과 같이 플러터속도 이후에는 각 모드가 매우 불안정하고 발산함을 알 수 있다.

(2) 능동시스템의 수치적 해석

능동시스템은 플러터속도가 수동시스템의 플러터속도 301.79(ft/sec)에서 약 10%정도 향상된 325(ft/sec) 이상이 되도록, LQG를 적용한 제이기로 구성하였다. 설계속도를 325(ft/sec)으로 하여 제이게인 G와 필터게인행렬 H를 구한 후 각 속도에서 능동시스템행렬 A_{CL} 를 구성하였다. 능동시스템행렬 A_{CL} 의 고유값 근계적은 Fig. 4과 같다. 고유값 근계적으로 부터 전차 제이기를 사용한 능동시스템의 플러터속도는 329.34 (ft/sec)이고, 수동시스템에서와 마찬가지로 수직운동(h)모드에서 플러터가 발생함을 알 수 있다. 즉 전차 제이기를 사용한 능동시스템은 플러터속도를 9.12% 향상시켰고, 이것은 능동시스템이 설계목표를 매우 잘 만족하고 있음을 나타내는 결과이다. Fig. 5은 속도 325(ft/sec)에서 외란으로 작용하는 돌풍입력에 대한, 전차 제이기를 사용한 능동시스템의 상태변수의 시간응답을 그린 것이다. 여기서 돌풍입력의 강도는 수동시스템에서와 같은 강도를 사용하였고, 21개의 상태 변수 중에서 실제로 측정이 가능한 시스템 변수(날개의 수직운동 모드, 날개의 회전운동 모드, 조종면 회전운동 모드)의 속도 항만을 출력으로 사용하였다. 속도 325(ft/sec)에서 그린 수동시스템의 돌풍응답 선도와 비교하여 볼 때, LQG(21개의 상태변수 중에서 3개만을 피드백에 사용)를 사용한 능동시스템의 플러터 제어 효과가 매우 우수함을 알 수 있다. 여기서 주목해서 봐야 할 것은, 수동시스템에서 플러터가 발생했던 수직운동(h) 모드이다. 예상했던 바와 같이, 수직운동(h) 모드를 비롯한 모든 모드에서 매우 안정정적인 시간응답 특성을 나타내고 있다. 또한, 조종면 회전운동(β) 모드는 회전력 발생기의 직접적인 영향은

받기 때문에, 똑같은 설계조건이라 하더라도 적용되는 제어기법에 따라 시간응답에서 다소 차이가 있음을 알 수 있다.

5.2 전차 제어기와 축차된 제어기를 사용한 능동시스템의 성능 비교

축차된 제어기를 이용한 능동시스템 $\Lambda_{CL,r}$ 을 구성하기 위해 앞절에서 구한 전차 제어기에 BACR를 사용하였고, 그 결과 시스템행렬의 차수가 21×21 인 전차 제어기에서 시스템행렬의 차수를 약 80% 줄인 4×4 의 축차된 제어기를 구성할 수 있었다. Fig. 6은 축차된 제어기를 사용한 능동시스템 $\Lambda_{CL,r}$ 의 고유값 근궤적이다. 축차된 제어기를 사용한 능동시스템도 속도 329.45(ft/sec)에서 플러터가 발생하였고, 이는 플러터속도를 9.16%향상시킴으로서 제어기의 설계조건을 매우 잘 만족하고 있음을 보여준다. 또한 Fig. 4으로부터 불안정한 모드는 수직운동 모드임을 알 수 있다. 이와같은 축차 제어기는 지차(4×4)의 제어기이므로 계산상의 많은 절감효과를 얻을 수 있는 장점을 갖고 있다. Fig. 4의 근궤적과 Fig. 6의 근궤적을 비교해 보면, 예상외로 축차된 제어기를 사용한 능동시스템이 전차 제어기를 사용한 것에 비해 플러터속도가 다소 향상된 것을 알 수 있다. 이러한 현상은 BACR을 적용하는 과정에서 시스템을 불안정하게 하는 공기력 상태변수들이 많이 삭제됨으로써 축차된 제어기의 제어효과가 더 높게 나타난 것으로 판단된다. 이와 같이 전차 제어기를 사용한 능동시스템의 제어효과와 축차된 제어기를 사용한 능동시스템의 제어효과 사이에 다소 차이가 존재하지만, 그 크기가 전체 향상치에 비해 매우 작고 모두 설계조건을 만족하고 있으므로 능동플러터제어에서 BACR의 적용은 매우 유효한 것임을 알 수 있다.

Fig. 7는 축차된 제어기를 사용한 능동시스템의 출력의 시간응답이다. 전차 제어기를 사용한 능동시스템의 시간응답과 비교해보기 위하여, 동일한 속도 325(ft/sec)에서 동일한 정도의 돌풍입력에 대한 축차된 제어기를 사용한 능동시스템의 상태변수의 시간응답을 그린 것이다. 그림에서 알 수 있듯이 모든 운동모드에서 안정적인 경향을 보이고 있으며 전차 제어기를 사용한 능동시스템의 시간응답과 거의 일치하고 있다.

6. 결론

본 논문에서는 3자유도를 갖는 2차원 강체날개의 플러터 속도를 향상시키는 축차 제어기를 설계하는 기법을 연구하였다. 먼저 2차원 강체날개의 운동방정식을 유도하고 플러터 해석을 수행하였다. 다음 수동계의 플러터 속도를 향상시키는 능동제어기를 설계한 후 제어기의 차수를 축차하는 기법을 적용하여 지차의 능동제어기를 구성하였다. 제어기 축차기법으로는 BACR을 사용하였으며 전차 제어기의 상태변수를 약 80%정도 줄일 수 있다. 축차된 제어기를 사용한 능동시스템과 전차 제어기를 사용한 능동시스템의 제어효과와 차이는 무시할 수 있을 정도로 매우 작다. 따라서, BACR을 사용하여 얻은 축차된 제어기를 사용하면 상당한 계산량 감소효과와 실시간 단축효과를 얻을 수 있음을 확인하였다. 또한 동일한 돌풍입력에 대한 지차의 능동 시스템의 시간응답도 매우 양호한 결과를 얻을 수 있었으며, 전차 제어기를 사용한 능동시스템의 돌풍응답과 축차된 제어기를 사용한 능동시스템의 돌풍응답 사이의 차이도 매우 작게 나타났다. 그러므로, 항공기 날개의 능동 플러터억제에는 BACR을 이용하여 설계한 축차된 제어기가 플러터 능동제어에 매우 유용하다고 할 수 있다. 그러나 BACR을 사용하기 위해서는 요구되는 정확도와 계산량에 대한 상호 진공과정이 반드시 필요하다.

후기

본 연구는 1993년도 교육부학술연구조성비(기계공학 ME93-D-22)의 지원을 받아 수행되었으며 이에 관계자에게 감사드립니다.

참고 문헌

- Hollowell, Steven J., and Dugundji, John, "Aceroelastic Flutter and Divergence of Stiffness Coupled, Graphite/Epoxy, Cantilevered Plates," Research supported by US Air Force and the Materials Laboratory of the Air Force Wright Aeronautical Laboratories, 1982.
- Edwrad, John W., Ashley, Holt, and Breakwell, John V., "Unsteady Aerodynamic Modeling for Arbitrary Motions," AIAA, Vol.17, No.4, 1979, pp. 365-374.
- Edward, John W., "Unsteady Aerodynamic Modeling and Active Aceroelastic Control," Research supported in part by National Space Clup, Dryden Fellowship the NASA, NASA Grant NGL-05-020-007, 1977.
- Edward, John W., Breakwell, John V., and Bryson, Arthur E. Jr., "Active Flutter Control Using Generalized Unsteady Aerodynamic Theory," J. Guidance and Control, Vol.1, No.1, 1978, pp. 32-40.
- Ohta, H., Fujimori, A., Nikiforuk, P. N., Gupta, M. M., "Active Flutter Suppression for Two-Dimensional Airfoils," J. Guidance, Vol.12, No.2, 1989, pp. 188-194.
- Suzuki, Shinji., Matsuda, Seiji., "Structure/Control Design Synthesis of Active Flutter Suppression System by Goal Programming," J. Guidance, Vol.14, No.6, 1991.
- Suzuki, Shinji., Yonezawa, Satoshi., "Simultaneous Structure/Control Design Optimization of Wing Structure with a Gust Load Alleviation System," Journal of Aircraft, Vol.30, No.2, March-April 1993.
- 남 정호, 황 제혁, 오승민, "압전재료에 있는 복합재 평판의 진동제어를 위한 구조/제어 최적설계," 한국항공우주학회지, Vol.21, No.4, 1993, pp. 49-59.
- E. Nissim, "Order Reduction of Linear-Quadratic-Gaussian-Designed Controllers," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.16, No.6, November-December 1993, pp. 1154-1160.
- K.A. Carroll, P.C. Hughes, "Controller Order Reduction for Flexible Spacecraft Using Closed-Loop Balancing Methods," The Dynamics of Flexible Structures in Space, pp. 105-120.
- Brian D. O. Anderson, Yi Liu, "Controller Reduction: Concepts and Approaches," IEEE Transactions on Automatic Control, Vol.34, No.8, August 1989, pp. 802-812.
- Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., and Halfman, R. L., "Aceroelasticity," Addison-Wesley, Mass., 1955.
- Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., "Principles of Aceroelasticity," Wiley and Sons, Inc., 1962.
- Fung, Y. C., "An Introduction to the Theory of Aceroelasticity," Dover Publications, Inc., New York., 1955.
- 김 종식, "선형 제어시스템 공학," 청문각, 1989.
- Meirovitch, L., "Dynamics and Control of Structures," Wiley Interscience, 1989.
- Inman, "Vibration with Control Measurement and Stability," Prentice Hall, 1989.

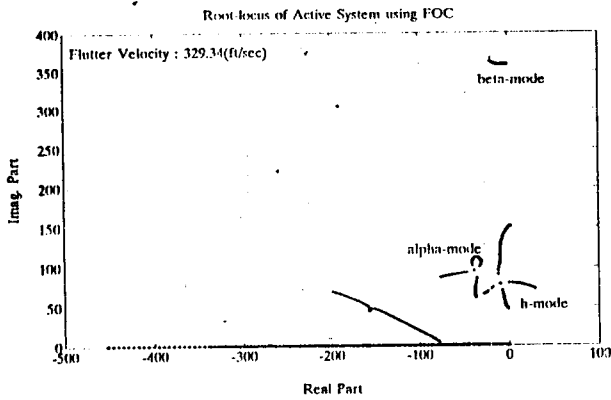


Fig. 4 Root-Locus of Eigenvalues of Active System using Full Order Controller

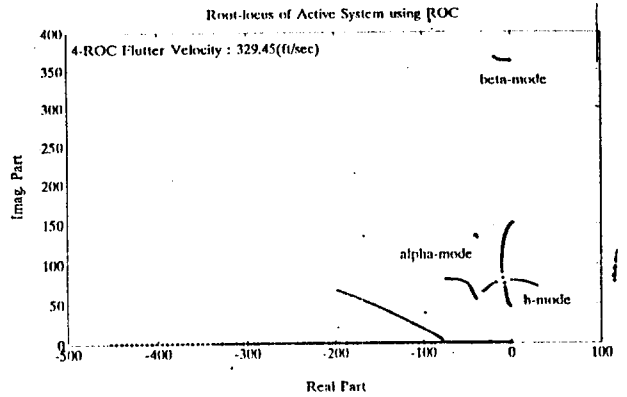


Fig. 6 Root-Locus of Eigenvalues of Active System using Reduced Order Controller

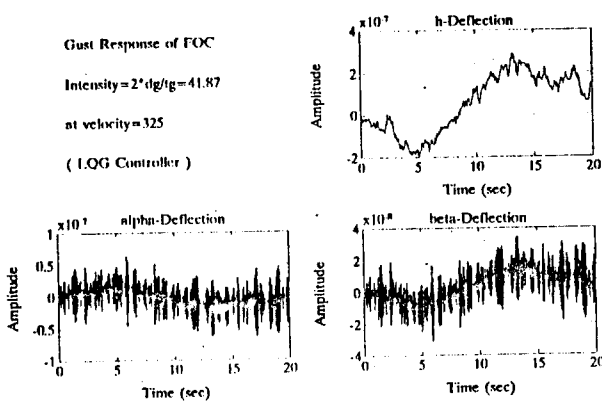


Fig. 5 Gust Responses of Active System using Full Order Controller

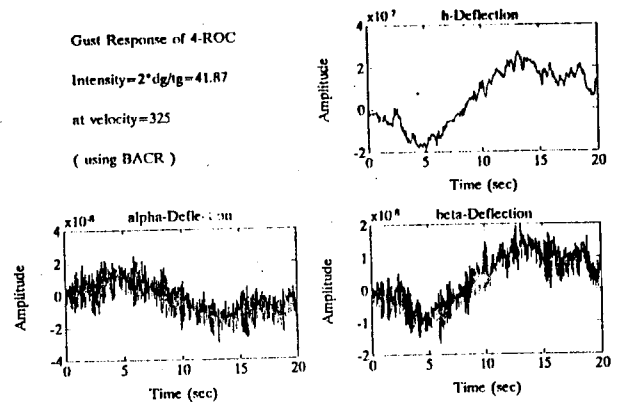


Fig. 7 Gust Responses of Active System using Reduced Order Controller

Table 1. Design Parameters of Model

Design Parameter	Value	Unit
b	1	ft
a	-0.449	
c	0.461	
x_α	0.364	
x_β	0.01248	
r_α^2	0.25	
r_β^2	0.00625	
ω_h	50	rad/sec
ω_α	100	rad/sec
ω_β	300	rad/sec
ζ_β	0	
μ	40	
ρ	0.002378	slug/ft ³

Table 2. Design Value β_{j-2} of L_{mp}

β_1	β_2	β_3	β_4
0.2	0.4	0.6	0.8

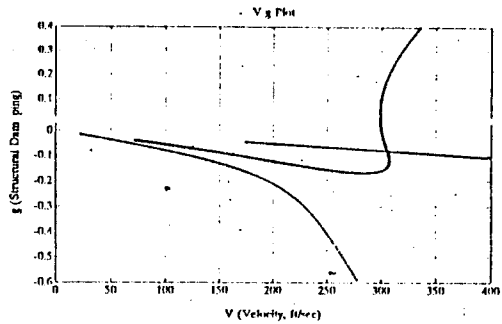


Fig. 2 V-g Plot of Passive System

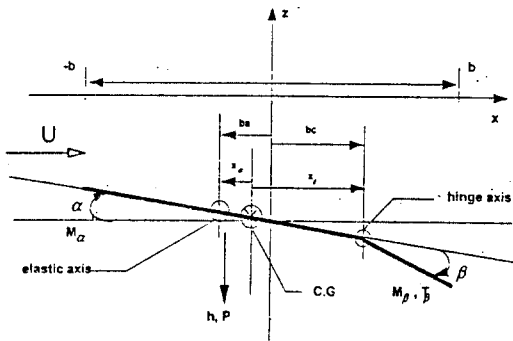


Fig. 1 3-DOF 2D Typical Section

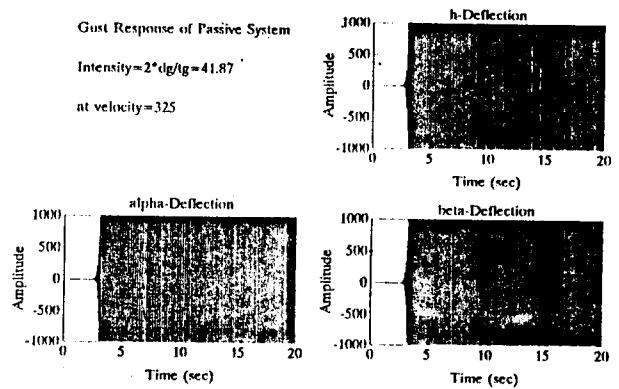


Fig. 3 Gust Responses of Passive System